

30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황

김진한* · 홍순삼* · 정은환* · 최창호* · 전성민*

Development Status of a Turbopump for 30-ton Thrust Level of Engine

Jinhan Kim* · Soon-Sam Hong* · Eun-Hwan Jeong* · Chang-Ho Choi* · Seong-Min Jeon*

ABSTRACT

The present paper describes the first development of a LOX/kerosene type turbopump in Korea. The liquid rocket engine, that the turbopump can be applied to, has a 30-ton(metric) level of vacuum thrust and employs a gas generator cycle. The turbopump consists of two single-stage centrifugal pumps, that is, LOX and kerosene pumps, and one single-stage impulse turbine. Inter-propellant seal(IPS) is located between the LOX pump and the kerosene pump to avoid any interaction between the propellants. A series of component and TPU(Turbopump Unit) test has been completed in the level of simulant propellants and ready for hot firing tests.

초 록

본 논문은 국내 최초의 액체산소와 케로신을 사용한 액체로켓엔진용 터보펌프의 개발에 관하여 기술하였다. 개발 중인 터보펌프는 가스 발생기 형식의 30톤급 액체로켓엔진에 사용 가능하다. 본 터보펌프는 일축에 조립된 산화제펌프, 연료펌프, 충동형 터빈, Inter-propellant seal(IPS)로 구성되어 있다. IPS는 액체산소와 케로신이 상호작용을 하지 않도록 차단해주는 장치이다. 현재 모사매질(물 및 공기)을 사용하여 각 단품 및 시스템 성능시험을 마쳤으며 hot firing 시험이 대기 중에 있다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Pump(펌프), Turbine(터빈)

1. 서 론

지난 2002년 11월에 발사한 KSR-III 액체로켓은 독자적으로 개발하여 발사하였다는 그 의미

만으로도 매우 뜻 깊은 일로 여겨진다. 이러한 첫발은 현재 개발 중인 KSLV 발사체 개발에 있어 우리가 갖추어야 할 기술들을 파악하고 위성 발사용 발사체 개발이라는 목표를 향해 도전할 수 있는 자신감을 제공했다고 본다.

KSR-III 로켓엔진은 알려진 바와 같이 가압식 엔진으로서 1단 엔진으로 사용하기에는 고압의 연소를 통한 성능의 극대화 측면에 있어 한계가

* 한국항공우주연구원 터보펌프그룹
연락처자, E-mail: jhkim@kari.re.kr

있으나 해외에서는 엔진의 단순성이라는 장점으로 인해 상단엔진으로의 적용사례들이 나타나고 있다. 이제 한국항공우주연구원에서는 한 걸음 더 나아가 엔진성능 극대화를 위한 엔진 고압화를 추진 중에 있다. 이러한 고압 엔진의 실현을 위해서는 '발사체의 심장'이라 할 수 있는 터보펌프의 사용이 필수적이며 이를 통하여 발사체 구성에 있어 탱크의 압력증가에 의한 발사체 중량 증가 문제를 해결할 수 있다.

그동안의 국내 터보펌프 개발은 과기부 주관 하에 있는 민군겸용개발사업의 일환으로 수행한 것이 전부라고 할 수 있다. 이 사업은 '고압터보펌프개발'이라는 과제명으로 (주)로템이 주관기관, 항공우주연구원, KIST, 한국기계연구원이 공동연구기관, 비츠로텍 등과 같은 여러 제작 업체들이 참여하여 10톤급 메탄엔진용 터보펌프개발을 지난 1999년부터 2004년까지 5년간 수행하였다. 이 사업은 설계, 제작 그리고 실매질 시험 전단계인 상사시험을 마치고 이에 필요한 인프라를 구축함으로써 국내 터보펌프 개발의 발판을 마련한 의미 있는 과제이다. 다만, 목표로 하는 발사체 및 엔진의 부재로 개발구속조건의 느슨함, 축추력에 대한 시험적 검증과정 누락, 실제 회전수에서의 진동시험 및 회전체 피로시험 부재, 실매질 상태에서의 수력/공력학적 및 재질적 성능검증부재, 해외 재료의 국산화 혹은 대체소재의 적용 미흡, 극저온 상태에서의 성능 입증 부재 등 실용화까지는 아직 넘어야 할 실질적 문제가 많이 남은 아쉬움이 있다. 그러나 이러한 문제는 개발 예산상의 문제와 연관된 것으로 주어진 예산과 기간동안 충실히 수행한 과제로 판단된다.

한국항공우주연구원에서는 우리나라 최초로 액체산소와 케로신을 이용한 30톤급 개방형(open cycle) 액체로켓엔진에 적용 가능한 터보펌프개발을 추진 중이며 2003년 5월에 시작하여 2년이 갓 지난 2005년 8월까지 설계와 제작은 물론 단품 및 시스템 상사시험을 마쳤다. 이 기간 동안에는 전술한 민군겸용과제에서 미흡했던 모든 문제들을 해결하였고 hot firing 시험을 위

해 최종 제품을 제작 중에 있다.

개발 중인 터보펌프는 액체산소 및 케로신을 공급하기 위한 단단 원심형 펌프들과 단단 충동형 터빈으로 구성되어 있다. 또한, 일축식으로 구성되어 있어 액체산소와 케로신이 만나는 것을 방지하기 위하여 액체산소펌프와 케로신펌프의 사이에 IPS (Inter-propellant seal)를 두고 있다. 본 연구 개발에서는 베어링을 제외한 모든 부품의 국산화 혹은 수입이 용이한 재질 활용을 기본 개념으로 하여 개발하였으며 향후 극저온 성능검증, 실매질 hot firing 성능검증을 수행함으로써 발사체 실용화까지를 목표로 하며, 본 논문에서는 이전에 발표한 논문[1] 이후 수행된 성능시험에 초점을 맞추어 한국항공우주연구원에서의 터보펌프 개발현황을 소개하고자 한다.

2. 개발체계 및 역할 분담

본 터보펌프개발은 산학연이 동일한 최종목표를 가지고 수행되어 왔다. 학계에서는 서울대, 과기원, 부산대가 인두서 캐비테이션 예측을 위한 2상 유동해석, 공력변수를 고려한 터빈 열구조 해석, 부분분사 터빈의 성능해석 및 모델 성능시험을 각각 수행하여왔고 연구계에서는 KIST가 실(seal)과 관련한 다양한 설계변수에 대한 모델시험을 수행하고 데이터베이스를 구축하였다. 이러한 연구는 항우연에서 최종적으로 실제온도(고온 또는 저온), 고압, 고속회전수에서의 성능해석 및 성능시험을 수행하는데 앞서 학계 혹은 전문 연구계에서 상온, 저압, 저회전수에서의 모델링 시험을 통하여 저비용으로 기초적인 데이터 구축과 설계/개발에 활용되었다. 이러한 역할 분담으로 효율적이고 상호 보완적인 임무 수행을 통하여 개발이 성공적으로 진행되어 왔다고 할 수 있다.

산업체에서는 항우연에서 도출된 상세설계도면을 기점으로 제작상세설계를 수행하고 제작 및 내압시험, 회전체 피로시험, 발란싱등을 수행하여 납품하였다. 이 과정 중에는 블리스크 형태

Table 1 Turbopump design requirements

	LOX pump	Fuel pump	Turbine
Flow rate (kg/s)	64.1	29.1	<4.4
Inlet total pressure (MPa)	<0.475	<0.28	5.78
Outlet total pressure (MPa)	9.81	13.24	0.4
Inlet total temp. (K)	95	288	900
Density (kg/m ³)	1,117	796.7	-
Power (kW)	836	751	1,620
Efficiency (%)	>64	>63	>51
Axial thrust (kN)	<2	<2	
- Operating time of turbopump : 320 sec - Gas temperature of pyro-starter : 1300 K - Starting time : < 1.5 sec			

의 터빈로터 개발이 팔목할 만하다. 본 터보펌프의 터빈 로터는 형상의 특성과 구조적 안정성을 고려하여 측면 방전가공이 필수적이거나 가공간극이 매우 작고 가공시간도 오래 걸리는 어려움이 있었다. 그러나 국내 산업체에서 이것을 극복할 수 있는 가공기술을 개발해 내었고 이는 세계적으로도 Volvo Aero. 이외에는 가공한 예가 없는 것으로 알려져 있다.

항우연에서는 개념, 기본, 상세설계를 통하여 3차원 모델링을 도출하고, 산업계에서의 제작을 위해 설계상 반드시 지켜야하는 주요공차들을 표기한 2차원 상세설계도면을 도출하였으며 성능시험을 위한 시험부 설계와 고압, 고회전수에서의 성능시험을 수행하였다.

3. 터보펌프 시스템 요구조건

Table 1에 본 연구에 적용된 터보펌프의 설계 요구조건을 나타내었다. 이러한 요구조건은 30톤급 엔진의 시스템해석을 통하여 도출된 값이다.

Figure 1에 나타난 바와 같이 본 연구에서는 산화제펌프와 연료펌프가 하나의 터빈으로 구동되는 일축식 터보펌프를 개발 대상으로 하고 있다.

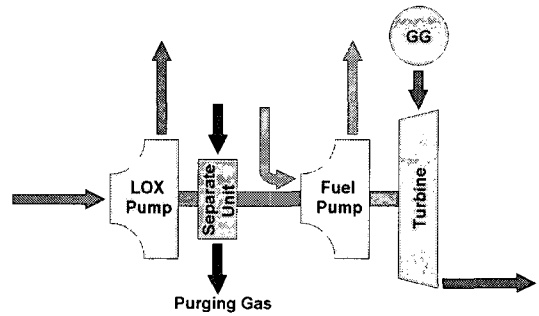


Fig. 1 Typical layout of a single shaft turbopump unit

4. 펌프 수력설계 및 성능시험

4.1 펌프 수력 설계

펌프의 설계는 항우연에서 개발한 1D/2D 설계기법과 3차원 유동해석기법[2]을 사용하여 수행되었다. Table 2에 설계결과를 정리하여 나타내었다. 효율, 축추력 및 NPSH는 Table 1의 설계요구조건을 만족하는 것으로 나타났지만, 양정은 10% 정도 높게 나타났다. 이는 유동해석의 오차를 고려하여 10% 정도 높게 설계하였기 때문이다. 펌프성능시험을 수행한 후, 임펠러 블레이드를 재가공하여 양정을 보정하고자 양정을 다소 높게 설계하였다. Table 2에서의 NPSH는 유동해석으로 NPSH를 정확하게 예측할 수 없기 때문에, 유동해석결과를 나타낸 것은 아니며, 본 연구에서 개발된 1D 설계 S/W를 이용한 예측결과를 나타낸다. Figure 2에는 참고로 산화제펌프의 유동해석 결과를 나타내었다.

Table 2 Pump performance predictions

Parameters	LOX pump	Fuel pump
Inducer total head (m)	126.1	92.5
Impeller total head (m)	877.5	2,075.1
Overall total head (m)	940.0	1,836.8
Axial thrust (kN)	<1	<2
Overall efficiency (%)	72.1	67.4
NPSH (m)	11.9	12.6

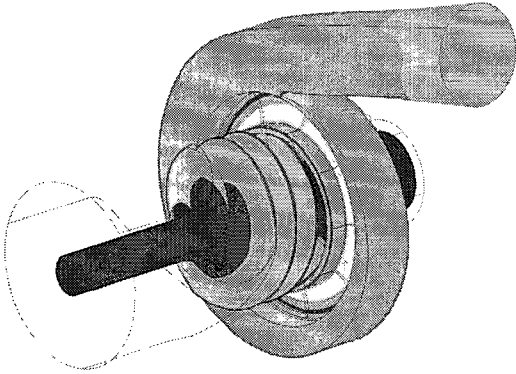


Fig. 2 Surface pressure distributions

4.2 펌프 성능시험

펌프 성능시험 장치 (Fig. 3)에서는 산화제펌프 및 연료펌프에 대한 수력 성능 및 캐비테이션 성능 시험이 수행된다[3-5]. 실제 터보펌프에서는 터빈이 펌프를 구동하지만 펌프 성능시험 장치에서는 펌프에 대한 다양한 시험이 가능하도록 하기 위하여 전기 모터를 이용하여 펌프를 구동한다. 작동유체로는 상온의 물을 사용하였으며 시험 중에 펌프의 양정, 유량, 동력, 효율, 캐비테이션 특성 등이 측정된다. 주요 구성품에는 물탱크, 모터, 기어박스, 토크미터, 유량계 등이 있다. 구동 모터의 최대 동력은 320 kW 이고 기어박스를 통하여 펌프 회전수 20,000 rpm까지 시험가능하다. 물탱크는 3 m³ 용량이고 가압 또는 감압이 가능하다. Figure 4는 시험실 사진이며 펌프, 토크미터, 기어박스, 모터가 좌측에서 우측으로 배치되어 있다.

펌프 수력 성능 시험 결과의 예로써, 산화제펌프에 대한 양정-유량 곡선을 Fig. 5에 제시하였다. 여기서 양정계수는 양정을 임펠러 출구 날개 속도수두 ($U_2^2/2g$)로 나눈 값이며 유량계수는 인듀서 입구에서 축방향 평균 유속과 인듀서 날개 끝 속도의 비율이다. 양정은 유량에 대하여 선형적으로 감소하는 경향을 보였다. 측정된 양정은 설계 요구조건보다 약 10% 큰 상태이며 따라서 차후에 임펠러 팁 제거 등을 통하여 양정을 감소시킬 여지를 가지고 있다.

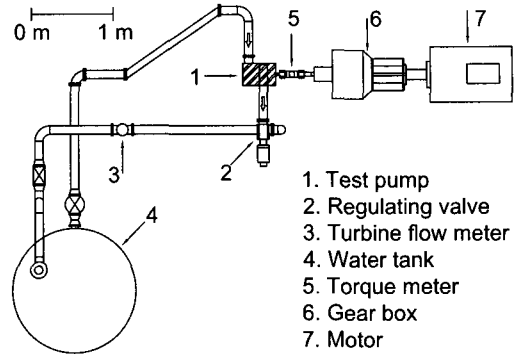


Fig. 3 Plane view of pump test facility

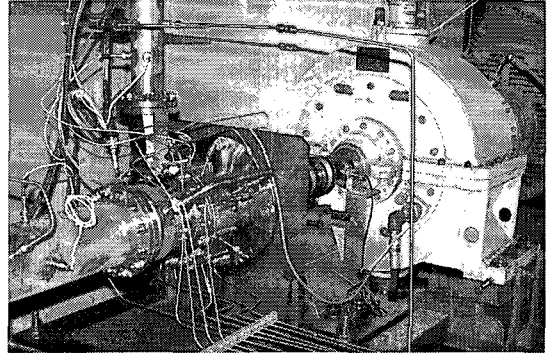


Fig. 4 Pump test facility

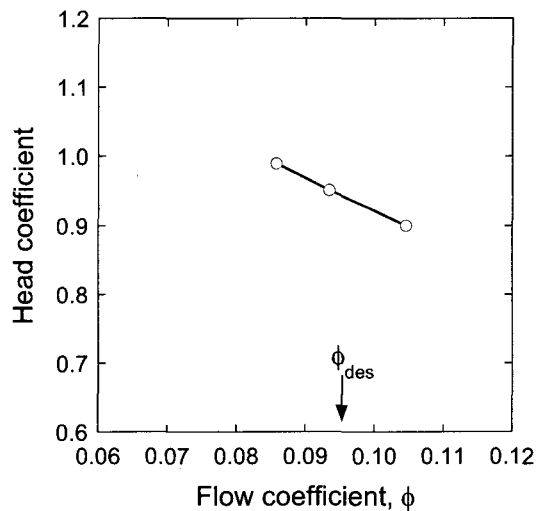


Fig. 5 Head-flow curve of oxidizer pump

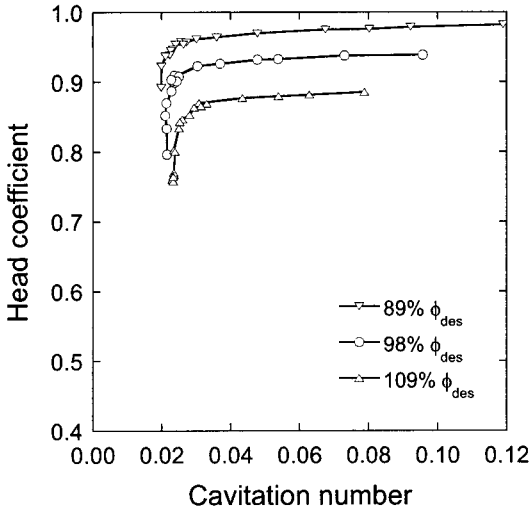


Fig. 6 Cavitation performance test of oxidizer pump

펌프 캐비테이션 성능 시험 결과의 예로써, 산화제펌프에 대한 양정-NPSH 곡선을 Fig. 6에 제시하였다. 캐비테이션수는 NPSH를 인두서팁 속도수두 ($U_{it}^2/2g$)로 나눈 값이다. 설계 유량계수의 약 90-110% 범위에서 측정된 시험 결과이다. 임계 캐비테이션수는 설계 요구조건보다 3배 이상 작으므로 설계 요구조건을 충분히 만족시키는 것으로 판단된다. 또한 연료펌프에 대한 수력 성능시험 및 캐비테이션 성능시험에서도 설계요구조건을 만족시키는 결과를 보였다.

최근 항우연에서는 액체질소 환경에서의 흡입 성능시험을 성공적으로 진행 중에 있으며 가까운 시일 내에 문헌상으로 발표할 예정이다. 이 결과로부터 개발된 산화제 펌프가 실매질에서의 흡입성능이 우수할 것으로 판단되었다.

5. 터빈 공력설계 및 성능시험

5.1 터빈 공력 설계

펌프의 구동을 위한 터빈의 설계 요구조건은 Table 1에 제시되어 있다. 개방형 엔진의 터보펌프 터빈은 터빈 구동 가스량을 최소화하여 비출력을 극대화 시키는 방향으로 설계가 이루어지는데 이에 따라 터빈은 고압력비, 부분분사형 초

Table 3 Turbine configurations and performance

Performance	
Rotational speed	20,000rpm
Inlet temperature	900 K
Pressure ratio	14.45
Isentropic velocity ratio	0.253
Efficiency	51% >
Configuration	
Type	Impulse
Number of stage	1
Mean diameter	~300mm
Number of nozzles	~10
Nozzle throat diameter	~9mm
Number of blades	~100
Pitch to chord ratio	~0.64

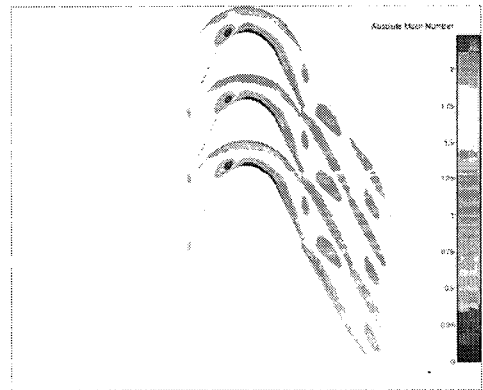


Fig. 7 2D Cascade flow calculation

음속 충동형 형태를 갖는다. 터빈의 설계 성능 및 형상을 Table 3에 정리하였다.

터빈설계는 1차원 설계 및 2차원 캐스캐이드 해석을 통해 터빈 기본형상 및 노즐/동익의 익형최적화가 이루어지며 (Fig. 7 참조) 3차원 유동 해석을 통해 1차적인 설계 성능검증이 이루어진다(Fig. 8 참조).

5.2 터빈 성능시험

최종적인 터보펌프 실매질 시험에 앞서 고압 공기를 이용한 터빈성능 상사시험을 수행하는 경우가 많은데 이는 가스발생기로 인한 시험의 위험부담이 줄고 터빈로터에 손상을 주지 않으며 시험설비 및 준비가 상대적으로 간단해진다

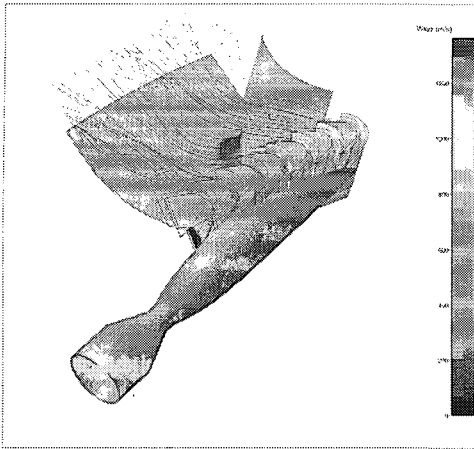


Fig. 8 3D streamline patterns in turbine

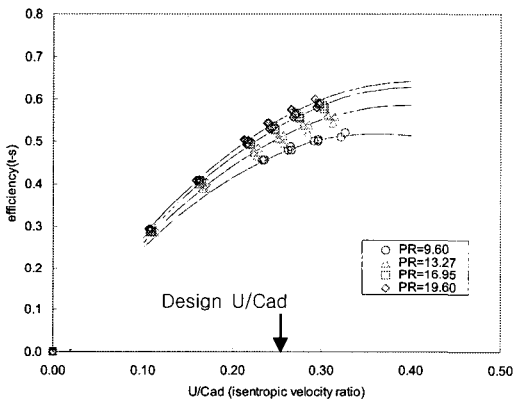


Fig. 9 Turbine performance characteristics

는 것 등의 이점 때문이다. 이와 더불어 연소가스와 공기의 물성차이로 인해 동일한 속도삼각형을 유지하기 위한 등가회전수가 실제 운용 회전수보다 훨씬 낮은 값에서 이루어지게 된다는 것 역시 공기 상사시험의 장점이 된다. Figure 9는 개발대상 터빈의 공기상사시험 결과를 나타내었다. 시험은 다양한 압력비 설정에 대하여 터빈회전수를 변화시켜가며 수행하였으며 터빈 축동력의 흡수를 위해 수력 동력계 (hydro dynamometer)를 사용하였다. 측정된 터빈 효율은 상사압력비, 설계 속도비 (isentropic velocity ratio)에서 약 52%로 설계 요구조건을 만족시키는 것으로 확인되었다.

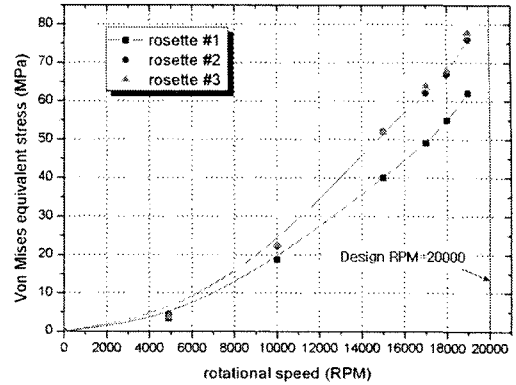


Fig. 10 Equivalent stress level vs. rotational speed

6. 구조 응력 및 진동 시험 분석

6.1 구조 응력 측정 및 분석

연료펌프와 터빈 조립체를 수류 환경 하에서 최대 회전속도 19,000 rpm까지 시험을 수행하여 연료펌프 볼류트의 응력을 측정하였다. 내압이 가장 높은 볼류트 케이징 외부에 스트레인 게이지 3개를 장착하여 실시간으로 응력을 측정하였다. Figure 10은 펌프 회전속도에 따른 펌프 내부 압력 증가로 인한 볼류트 응력의 변화를 보여준다.

구조 해석에서 가장 취약한 부분으로 나타난 볼류트 혀 (tongue) 부위는 직접적인 응력 측정이 불가능하다. 그러나 구조 해석을 통하여 측정이 가능한 부위의 응력 해석 결과와 볼류트 혀 부위의 응력 해석 결과를 상호 비교함으로써 실제 시험에서 측정된 응력 결과로부터 혀 부위의 응력을 추정할 수 있다. Figure 11은 시험 결과와 해석 결과를 이용하여 추정된 볼류트 혀 부위의 응력을 회전속도에 따라 보여 주고 있다. 2차 함수로 근사된 곡선으로부터 20,000 rpm에서 볼류트 혀 부위의 응력은 약 260 MPa이 됨을 예측할 수 있다. 한편, 볼류트 케이징 소재인 SUS316L의 소재 시편 인장 시험을 통하여 항복 응력이 500 MPa 정도임을 확인하였다. 이로부터 설계 회전속도인 20,000 rpm에서 볼류트 혀는 항복 강도 대비 약 1.9의 안전여유를 갖고 있음

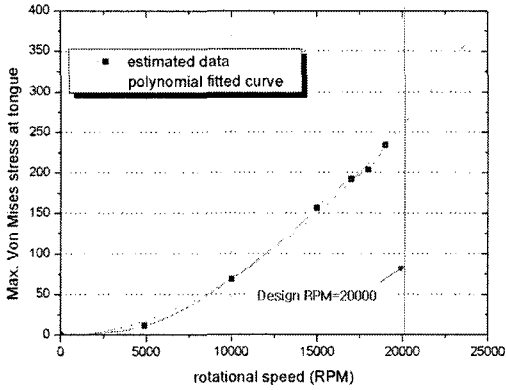


Fig. 11 Estimated equivalent stress at volute tongue

을 알 수 있다.

상기 이외에도 재질적/구조적 검증을 위하여 실제 제작 소재의 시편으로 극저온/상온/고온 환경 하에서 인장 강도 시험을 수행하였다. 또한, 축계의 동력 전달 안전성을 검증하기 위하여 비틀림 강도 시험을 수행하였다. IPS의 경우 소재의 국산화를 위하여 실의 국산화를 수행하였고 산소환경에서도 안정적으로 작동함을 확인하였다.

6.2 진동 측정 및 분석

회전체의 비정상 진동 측정 시험은 진동 센서 및 신호 처리기의 제원을 고려하여 공기 환경 하에서 회전속도 25,000 rpm부터 정지까지 감속하는 동안에 이루어 졌다. Figure 12는 회전속도에 따른 터빈 팁에서의 진동량을 측정하고 신호 처리를 통하여 회전속도 1배수 성분만을 추출한 결과이다. 회전체가 무부하 상태로 작동할 경우 약 13,500 rpm 부근에서 1차 임계속도가 나타남을 확인할 수 있다. 이러한 결과는 시험 중 하나의 예로써 예측값과 시험값의 비교검증 및 부하가 없는 상태에서의 진동특성을 검토하기 위한 것이다. 이외에도 실제 부하가 작동하고 있는 상태에서의 시험을 수행하였으며 이 결과 별도의 베어링 강성 제어가 없어도 설계 회전수인 20,000rpm에서 여유마진을 가지고 작동이 가능한 것으로 판단되었다.

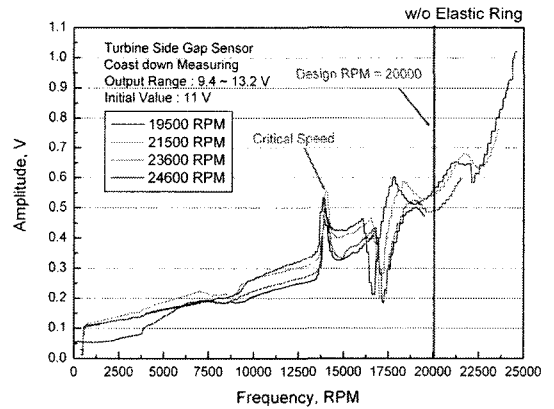


Fig. 12 1st order vibration level vs. rotational speed under shut down in the air

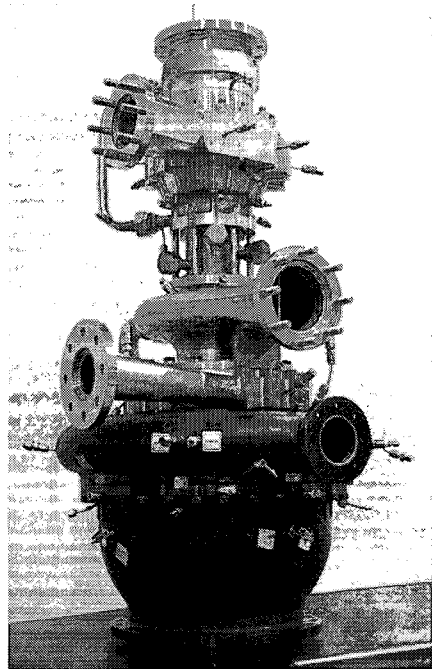


Fig. 13 Turbopump unit

7. 터보펌프 조립체 성능시험

터보펌프 조립체 시험에서는 산화제펌프-연료펌프-터빈 조립체의 동력 균형, 진동, 실 및 베어링의 작동 등을 검증한다. 조립체 형상은 Fig.

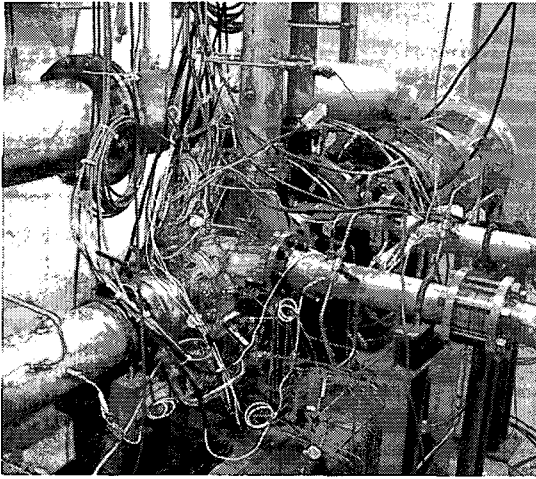


Fig. 15 Turbopump unit test facility

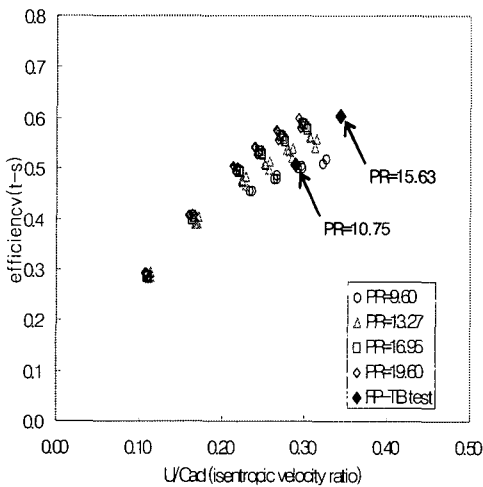


Fig. 14 Comparison of turbine efficiency from turbine performance test and fuel pump-turbine test

13에, 시험 장면은 Fig. 14에 제시하였다. 펌프의 경우 상온의 물이 작동 유체이며 터빈에서는 고압의 상온 공기 또는 고온 공기를 작동 유체로 사용한다. 시험 중 펌프에서는 출구 배관에 설치된 오리피스에 의하여 하나의 유량계수에서 운전된다. 또한 터빈에서는 상사매질인 공기에서의 터빈 압력비 및 속도비에서 운전된다.

시험 결과 진동, 실 및 베어링은 양호하게 작동하였다. 그리고 각 단품 성능시험 (산화제펌프

성능시험, 연료펌프 성능시험, 터빈 성능시험)에서 도출된 펌프와 터빈의 효율을 이용하여 터보펌프 조립체 시험에서 펌프와 터빈의 동력 균형을 점검해본 결과, 균형이 양호하게 이루어짐을 알 수 있었으며 이로부터 각 단품 성능시험 결과의 신빙성을 간접적으로 확인할 수 있었다. 동력 균형 점검의 예를 Fig. 15에 제시하였는데, 여기에는 터빈 단품시험에서 측정된 터빈 효율 (Fig. 9와 동일하며 4가지 압력비에 대한 결과)과 연료펌프를 구동하기 위하여 필요한 동력으로부터 도출된 터빈 효율 (FP-TB test)이 함께 제시되어 있다. 후자 (FP-TB test)는 시험 회전수를 높이기 위하여 산화제펌프를 제외하고 연료펌프와 터빈만을 조립하여 시험한 경우이다. 두 가지의 효율이 서로 잘 일치하고 있으며 따라서 연료펌프 단품시험 및 터빈 단품시험 결과의 신빙성을 확인할 수 있었다.

8. 결론

국내 최초의 액체산소와 케로신을 사용한 액체 로켓엔진용 터보펌프의 개발을 수행하였다. 본 개발은 산학연이 함께 역할 분담을 효율적으로 수행하였으며 그 결과 모사매질 (물 및 공기)을 사용하여 각 단품 및 시스템 성능시험을 성공적으로 마쳤다. 성능시험 결과 선진국 수준의 성능을 가진 터보펌프를 개발시작 2년 만에 도출하였고 현재 hot firing 시험을 위한 제작을 진행 중에 있다. 개발된 터보펌프는 국내 액체로켓엔진의 실용화에 중요한 전환점이 될 것으로 기대한다.

후기

본 연구를 수행함에 있어 불철주야로 노고를 아끼지 않으신 산학연 전문가분들, 특히 (주)삼성테크윈, (주)로템, (주)비츠로테크, (주)스페이스솔루션 및 다수의 산하 제작기업에 계신 분들께 심심한 감사를 표합니다.

참 고 문 헌

1. 김진한, 이은석, 홍순삼, 최창호, 전성민, 정은환, "액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황," 우주발사체기술심포지움, 2004, pp. 38-51
2. 최창호, 노준구, 김대진, 홍순삼, 김진한, "유동해석을 이용한 터보펌프 설계," 한국항공우주학회 2005년도 춘계학술발표회 논문집, 2005
3. 홍순삼, 김대진, 김진선, 최창호, 김진한, "터보펌프 수력 성능시험," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2005, pp. 243-247
4. Kim, D. J., Hong, S. S., Choi, C. H., Kim, J. H., "Performance Tests of a Fuel Pump for a Turbopump Unit," Proceedings of the Sixth KSME-JSME Thermal and Fluids Engineering Conference, Jeju, 2005, EA05
5. 홍순삼, 임현, 김대진, 차봉준, 강정식, 임병준, 김진한, "터보펌프 성능시험 장치," 제3회 한국 유체공학 학술대회, 제주, 2004